

## บทที่ 2 ดาวเทียมจีพีเอส

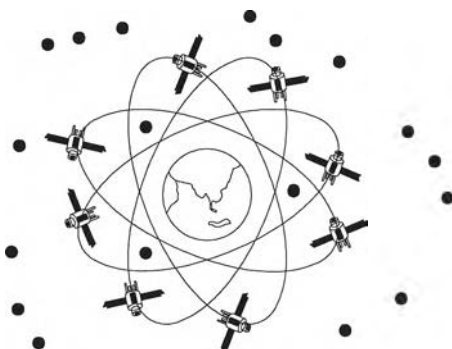
### 2.1 ประวัติความเป็นมา

ในสมัยโบราณมนุษย์เดินทางไปในที่ต่างๆ หาตำแหน่งตัวเองและทิศทาง ที่จะเดินทางโดยการสังเกตภูมิประเทศเป็นหลัก เช่น แม่น้ำ ภูเขา ทะเล สันปันน้ำ ฯลฯ เพื่อทราบตำแหน่งตัวเองและหมายทิศทางของจุดหมายปลายทาง ทำให้เดินทางไปในที่ต่างๆได้โดยไม่หลงทาง ต่อมาเมื่อมนุษย์เดินทางไปในที่ไกลๆที่ไม่คุ้นเคย หรือ ในที่ที่ไม่มีภูมิประเทศเด่นชัดให้สังเกต เช่น ทะเลทราย ทะเลหรือมหาสมุทร มนุษย์ก็จะใช้ดวงดาวบนท้องฟ้าเพื่อหมายตำแหน่งของตัวเอง และ กำหนดทิศทางเป้าหมายที่จะเดินทางไป เมื่อเทคโนโลยีพัฒนาขึ้นมาจนกระทั่ง มนุษย์สามารถส่งดาวเทียมขึ้นไปบนท้องฟ้าเพื่อใช้ประโยชน์ในด้านต่างๆ จึงได้มีการส่งดาวเทียมขึ้นไปแทนดวงดาวบนท้องฟ้า เพื่อหาตำแหน่งของตัวเองบนพื้นโลก และ หมายทิศทางหรือใช้ในการนำร่อง ดาวเทียมที่ใช้แทนดวงดาวบนท้องฟ้าเหล่านี้สามารถทำการรังวัดได้ตลอดเวลา ทั้งกลางวันและกลางคืน ทำการรังวัดได้ทุกสภาพภูมิอากาศโดยไม่จำเป็นต้องรอให้ท้องฟ้าโปร่ง

ระบบดาวเทียมจีพีเอส (THE GLOBAL POSITIONING SYSTEM) เป็นระบบดาวเทียมที่พัฒนาต่อเนื่องจาก ดาวเทียมระบบทรานซิท (TRANSIT) ซึ่งมักจะเรียกกันว่า ระบบดอปเปลอร์ (DOPPLER) การรังวัดดาวเทียมจีพีเอส เป็นการสำรวจด้วยเทคโนโลยีใหม่ ซึ่งไม่จำเป็นต้องรังวัดระหว่างหมุดบนพื้นดินกับพื้นดินแต่เป็นการรังวัดระหว่างหมุดบนพื้นดินกับดาวเทียมบนท้องฟ้า ทำให้หมุดบนพื้นดินที่ทำการรังวัดไม่จำเป็นต้องมองเห็นซึ่งกันและกัน การรังวัดเป็นอิสระที่ไม่ขึ้นกับลักษณะภูมิประเทศ สามารถวางหมุดที่ต้องการทราบพิกัดไว้ที่ใดก็ได้ ที่สามารถทำการรังวัดดาวเทียมได้

ดาวเทียมจีพีเอส ถูกออกแบบมาเพื่อหาตำแหน่งของเครื่องรับและเป็นระบบนำร่อง เพื่อใช้ประโยชน์ด้านทางทหาร โดยประเทศสหรัฐอเมริกา แต่ยอมให้พลเรือนร่วมใช้ได้บางส่วน ระบบดาวเทียมจีพีเอส มีกลุ่มดาวเทียมทั้งหมด 18 ดวง วางตัวอยู่ใน 6 ระนาบวงโคจร โดยแต่ละระนาบวงโคจรเอียงทำมุม  $55^{\circ}$  กับระนาบศูนย์สูตรโลก สูงจากพื้นโลกประมาณ 20,200 กม. มีคาบการโคจร 12 ชั่วโมง (ดังรูป 2.1) และมีดาวเทียมสำรองอีก 3 ดวง อยู่ในวงโคจรเพื่อใช้เสริมเมื่อเกิดดาวเทียมดวงใดดวงหนึ่งเกิดขัดข้อง Leick (1990) คาดว่าอาจมีดาวเทียมถึง 24 ดวง ในระบบเมื่อสิ้นสุดโครงการ เพื่อให้มีกลุ่มดาวเทียมจีพีเอสที่สามารถใช้ในการรังวัดได้อย่างน้อย 4 ดวงทุกๆจุดบนโลก ตลอดเวลา 24 ชม. ในภูมิประเทศโล่งแจ้งที่ไม่มีวัตถุใดบังสัญญาณจากดาวเทียม

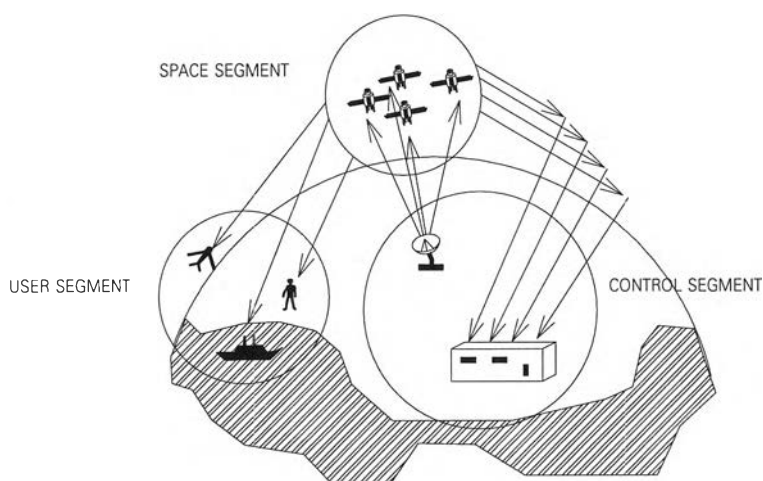
## THE GLOBAL POSITIONING SYSTEM



รูป 2.1 วงโคจรดาวเทียมจีพีเอส

ดาวเทียมจีพีเอส มีสถานีควบคุมภาคพื้นดินทั่วโลกคอยติดตามการเคลื่อนที่ของดาวเทียมอยู่ตลอดเวลา ส่วนนี้เรียกว่า CONTROL SEGMENT ทำให้รู้วงโคจรและตำแหน่งของดาวเทียมทุกขณะเวลา ข้อมูลเกี่ยวกับวงโคจรของดาวเทียม จะถูกส่งจากสถานีควบคุมไปยังดาวเทียม และบันทึกไว้ส่วนของดาวเทียมนี้เรียกว่า SPACE SEGMENT ตัวดาวเทียมที่โคจรอยู่รอบโลกก็จะส่งกระจายคลื่นวิทยุ ซึ่งมีรายละเอียดของวงโคจรและตำแหน่งดาวเทียมออกมาตลอดเวลา เมื่อต้องการทราบตำแหน่งของจุดใด ก็นำเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมไปตั้งที่จุดนั้น ส่วนของเครื่องรับนี้เรียกว่า USER SEGMENT ดังรูปที่ 2.2 จากนั้นจึงนำข้อมูลที่ได้จากการรับวัดดาวเทียม มาประมวลผลเพื่อหาตำแหน่งของเครื่องรับต่อไป

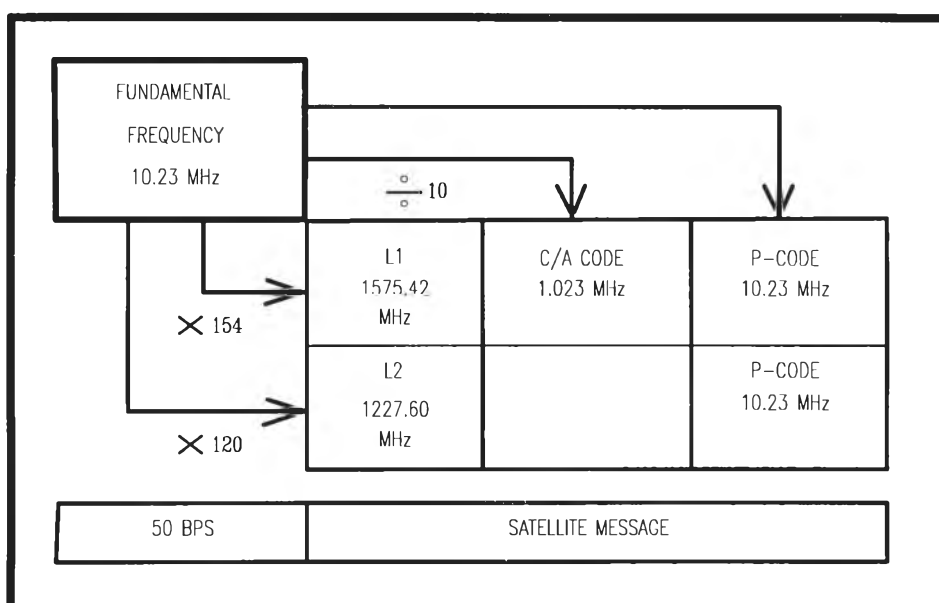
## THE GPS SYSTEM



รูป 2.2 ส่วนต่างๆของระบบจีพีเอส

## 2.2 คลื่นสัญญาณ

คลื่นสัญญาณวิทยุที่ส่งออกมาจาก ดาวเทียมจีพีเอส มี 2 คลื่น คือ คลื่น L1 ที่ความถี่ 1574.42 MHz มีความยาวคลื่น 19 ซม. และ คลื่น L2 ที่ความถี่ 1227.60 MHz. มีความยาวคลื่น 24 ซม. สัญญาณที่ใช้ประโยชน์ในการนำร่อง จะอยู่ในรูปของรหัส ซึ่งแบ่งเป็น 2 รหัส คือ รหัส C/A และรหัส P (ดังรูป 2.3) ในรหัส C/A จะมีเฉพาะ คลื่น L1 ความถี่ 1.023 MHz. ความยาวคลื่น 300 ม. ส่วนรหัส P จะมีทั้งคลื่น L1 และ คลื่น L2 ความถี่ 10.23 MHz. ความยาวคลื่น 30 ม. รหัส C/A เปิดให้พลเรือนใช้อย่างเสรี ส่วนรหัส P จะให้ใช้เฉพาะวงการทหารของสหรัฐอเมริกา หรือบางหน่วยงานของรัฐบาลเท่านั้น



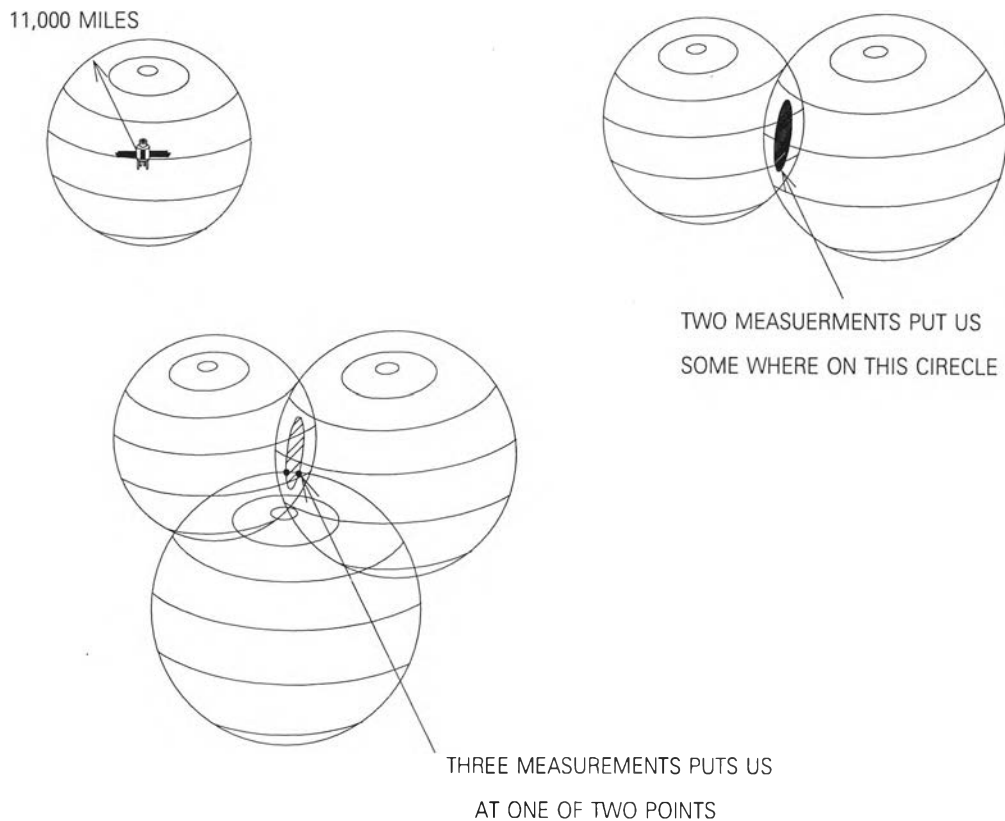
รูป 2.3 คลื่นสัญญาณจากดาวเทียมจีพีเอส

## 2.3 การรังวัด

วิธีการรังวัดดาวเทียมจีพีเอส ที่นิยมใช้ในเครื่องรับส่วนใหญ่มี 2 วิธีคือ วิธีวัด PSEUDO RANGE และ วิธีวัด PHASE

### 2.3.1 วิธีวัด PSEUDO RANGE

ซูเกียร์ตี วิเชียรเจริญ (2531) ให้คำอธิบายว่า PSEUDO RANGE คือ การวัดระยะทางระหว่างจุดที่ตั้งเครื่องรับสัญญาณกับดาวเทียมบนท้องฟ้า ในการคำนวณหาตำแหน่งของจุดที่ตั้งเครื่องรับสัญญาณ โดยการใช้อรหัส ตามปกติจะต้องทราบระยะทางระหว่างจุดตั้งเครื่องรับกับดาวเทียม อย่างน้อย 3 เส้น ตามรูปทรงเรขาคณิต ตำแหน่งของจุดที่ตั้งเครื่องรับสัญญาณจะหาได้จาก จุดตัดของรูปทรงกลมทั้ง 3 ที่มีตำแหน่งของดาวเทียมเป็นจุดศูนย์กลาง และมีรัศมีเท่ากับระยะทางที่วัดได้ (ดังรูป 2.4)



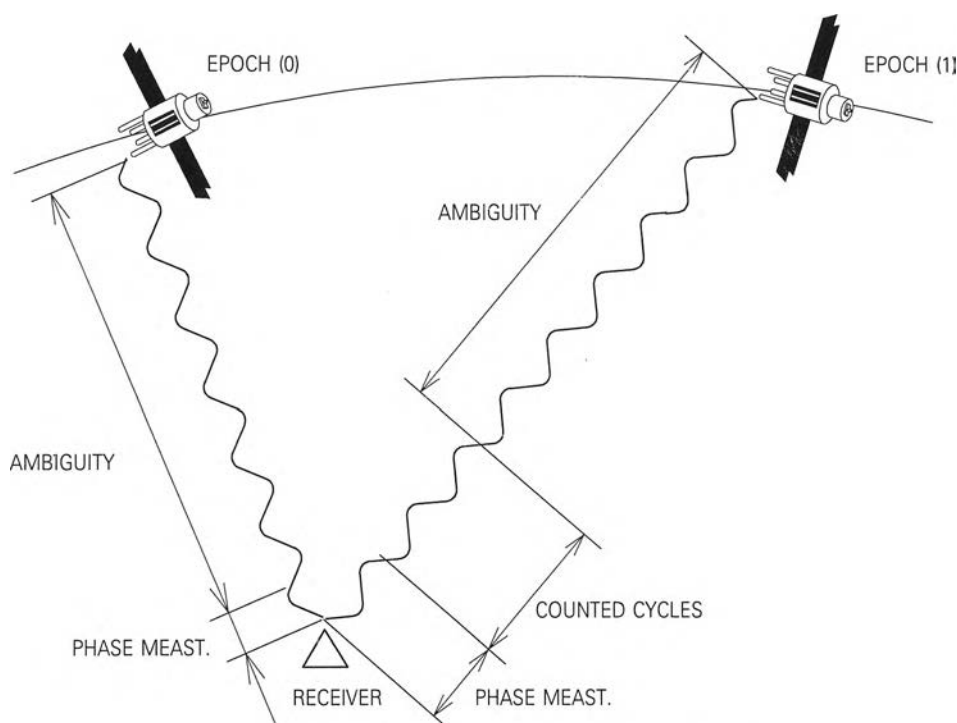
รูป 2.4 การรังวัดดาวเทียมจีพีเอสด้วยวิธีวัด PSEUDO RANGE

ระยะทางจากจุดที่ตั้งเครื่องรับสัญญาณถึงดาวเทียม ได้มาจากการรังวัดดาวเทียม ซึ่งเป็นการรังวัดช่วงเวลาของคลื่นสัญญาณ ที่ดาวเทียมผลิตและส่งออกมา ในรูปของรหัส C/A หรือรหัส P ในคลื่นสัญญาณ และจะมีสัญญาณเวลาที่แน่นอนส่งออกมาด้วย ขณะเดียวกันเครื่องรับสัญญาณจะมีนาฬิกา และ จับเวลาคลื่นที่ส่งออกมาจากดาวเทียม เมื่อทำการเปรียบเทียบกับคลื่นที่เครื่องรับผลิตขึ้น ทำให้ทราบเวลาที่คลื่นสัญญาณเดินทางจากดาวเทียมมาถึงเครื่องรับ เมื่อนำเวลาที่ได้มาคูณกับความเร็วของคลื่นสัญญาณ ก็จะได้ระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ เนื่องจากที่ตั้งเวลาของเครื่องรับให้ตรงกับเวลาของดาวเทียมเป็นเรื่องที่ทำได้ยากมาก ผลต่างของเวลาที่นำมาใช้คำนวณระยะทางจึงมีความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาแฝงอยู่ด้วย ซึ่งทำให้ระยะที่คำนวณได้ ไม่ใช่ระยะที่แท้จริง ด้วยเหตุนี้ ระยะที่วัดได้ในที่นี้จึงเรียกว่า PSEUDO RANGE ในการปฏิบัติงานจึงให้ความคลาดเคลื่อนของนาฬิกา เป็นตัวไม่ทราบค่าเพิ่มขึ้นอีกหนึ่งตัวในสมการ แล้ววัดระยะทางเพิ่มขึ้นจาก 3 เส้นเป็น 4 เส้น ทำให้สามารถคำนวณหาตำแหน่งได้ถูกต้องมากขึ้น อนึ่งวิธีวัด PSEUDO RANGE นี้ จะให้ตำแหน่งเครื่องรับไม่ถูกต้องมากนัก เหมาะสำหรับงานที่ไม่ต้องการความละเอียดสูง ดีที่สุดประมาณ 10 เมตร และเมื่อมี

สัญญาณที่ถูกส่งมารบกวนจะทำให้ความถูกต้องลดลงเหลือเพียง 100 เมตร ในส่วนงานสำรวจซึ่งเป็นการสร้างหมุดควบคุม ที่ต้องการความละเอียดสูงจึงไม่เหมาะกับวิธีนี้

### 2.3.2 วิธีวัด PHASE

วิธีนี้เป็นการวัดบางส่วนของคลื่นส่ง ที่เรียกว่า PHASE SHIFT ได้จากการเปรียบเทียบคลื่นส่งสัญญาณที่ได้รับจากดาวเทียม กับคลื่นที่ผลิตขึ้นเองในเครื่องรับ (ดังรูป 2.5) PHASE SHIFT นี้จะเป็นส่วนหนึ่งของลูกคลื่น 1 ลูก เพราะฉะนั้นส่วนที่รับวัดได้ในคลื่น L1 จะมีค่าน้อยกว่า 19 ซม. และในคลื่น L2 จะมีค่าน้อยกว่า 24 ซม. ทำให้การรังวัดดาวเทียมด้วยวิธีวัด PHASE นี้ ให้ค่าละเอียดถูกต้องกว่าวิธีวัด PSEUDO RANGE ดังนั้นการทำวิจัยครั้งนี้ จึงใช้วิธีวัด PHASE



รูป 2.5 การรังวัดดาวเทียมด้วยวิธีวัด PHASE

การวัด PHASE นี้เราวัดได้เฉพาะบางส่วนของคลื่นเท่านั้น ส่วนจำนวนเต็มของผลต่างระหว่างคลื่นที่ผลิตจากเครื่องรับและคลื่นที่ส่งมาจากดาวเทียม เราไม่สามารถวัดได้ จำนวนเต็มของลูกคลื่นนี้เรียกว่า AMBIGUITY ในการประมวลผลข้อมูลจากการรังวัดดาวเทียม โปรแกรมที่ใช้ต้องมีความสามารถในการคำนวณหา AMBIGUITY เพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับ ได้ถูกต้องมากยิ่งขึ้น

Leick (1990) ได้เขียนสมการค่าสังเกตของการวัด PHASE ไว้ดังนี้

$$\phi_k^p(t) = \phi^p(t) - \phi_k(t) + N_k^p(1) + \text{noise} \quad \text{-----} 2.1$$

$\phi_k^p(t)$  = CARRIER PHASE ที่ทำการรังวัด ในหน่วย CYCLES ของดาวเทียม P และ เครื่องรับ สัญญาณ k ที่เวลา t

$\phi^p(t)$  = PHASE ที่ได้รับจากการส่งสัญญาณของดาวเทียม p ที่ทำการรังวัดด้วยเครื่องรับสัญญาณ k ที่เวลา t

$\phi_k(t)$  = PHASE ที่เครื่องรับสัญญาณ k ผลิตขึ้น ที่เวลา t

$N_k^p(1)$  = INTEGER AMBIGUITY ณ.เวลาเริ่มแรกที่ทำการรังวัด ของดาวเทียม p ที่ทำการรังวัดที่เครื่องรับ k เป็นตัวไม่ทราบค่า

noise = ความคลาดเคลื่อนต่างๆ เช่น วงโคจรดาวเทียม สัญญาณที่ถูกรบกวนในชั้นบรรยากาศ ฯลฯ

$\phi^p(t)$  สามารถแสดงอยู่ในรูปของสัญญาณที่ส่งออกมาจากดาวเทียม ดังนี้คือ

$$\phi^p(t) = \phi_T^p(t - \tau) \quad \text{-----} 2.2$$

$\phi_T^p$  = PHASE ที่ดาวเทียมส่งออกมา

$\tau$  = เวลาที่คลื่นสัญญาณใช้เดินทางมายังเครื่องรับ

จาก อนุกรมของ TAYLOR

$$\phi^p(t) = \phi_T^p(t) - \dot{\phi}_T^p(t) \cdot \tau + \frac{1}{2} \ddot{\phi}_T^p(t) \cdot \tau^2 + \dots \quad \text{-----} 2.3$$

จาก  $\dot{\phi}_T^p = \frac{d\phi_T^p}{dt} = f^p =$  ความถี่ของคลื่นสัญญาณ

ให้ ความถี่มีค่าคงที่ตลอด  $\therefore f^p = f$

จาก สมการ 2.3 ตัดเทอมที่ 3 ซึ่งมีค่าน้อยมากออก

$$\text{ได้ } \phi^p(t) = \phi_T^p(t) - f \cdot \tau \quad \text{-----} 2.4$$

แทนค่า สมการ 2.4 ลงในสมการ 2.1

$$\phi_k^p(t) = \phi_T^p(t) - f \cdot \tau - \phi_k(t) + N_k^p(1) + \text{noise} \quad \text{-----} 2.5$$

$$\text{จาก } \tau = \frac{\rho_k^p(t)}{c} \quad \text{-----} 2.6$$

$\rho_k^p(t)$  = ระยะทางระหว่างเครื่องรับ k และ ดาวเทียม p เมื่อเวลา t

C = ความเร็วคลื่นสัญญาณ

แทนค่า สมการ 2.6 ลงใน 2.5

$$\phi_k^p(t) = \phi_T^p(t) - f \cdot \frac{\rho_k^p(t)}{c} - \phi_k(t) + N_k^p(t) + \text{noise} \quad \text{-----} 2.7$$

$$\text{จาก } \rho_k^p = \left[ (x_p - x_k)^2 + (y_p - y_k)^2 + (z_p - z_k)^2 \right]^{1/2} \quad \text{-----} 2.8$$

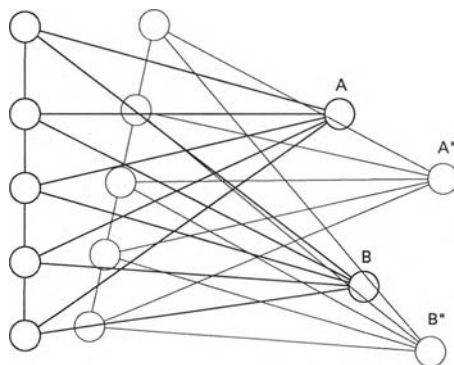
$x_p, y_p, z_p$  เป็นตำแหน่งของดาวเทียม p

$x_k, y_k, z_k$  เป็นตำแหน่งของเครื่องรับ k

จากสมการ 2.7 และ 2.8 เราสามารถหาตำแหน่งของเครื่องรับได้ โดยจะต้องมีโปรแกรมที่สามารถ คำนวณหาค่า  $N_k^p(t)$  ได้ ซึ่งการหาตำแหน่งของเครื่องรับแบบนี้ เรียกว่าการหาตำแหน่งแบบสัมบูรณ์ (ABSOLUTE POSITIONING) การหาตำแหน่งแบบสัมบูรณ์นี้จะให้ค่าตำแหน่งของเครื่องรับอย่างรวดเร็ว แต่ค่าที่ได้จะมีความคลาดเคลื่อนมาก วิธีที่จะหาตำแหน่งของเครื่องรับได้ถูกต้องมากขึ้น คือการหาตำแหน่งเครื่องแบบสัมพัทธ์ (RELATIVE POSITIONING)

#### 2.4 การหาตำแหน่งเครื่องรับแบบสัมพัทธ์ (RELATIVE POSITIONING)

เป็นการรังวัดดาวเทียมที่จุดบนผิวโลก ตั้งแต่ 2 จุดเป็นต้นไป โดยมีจุดอย่างน้อยหนึ่งจุดที่ทราบตำแหน่งแน่นอน เป็นหมุดควบคุม (CONTROL) ส่วนหมุดที่ต้องการหาตำแหน่งเป็นหมุดรีโมต (REMOTE) การหาตำแหน่งแบบสัมพัทธ์นี้ ตำแหน่งของหมุดที่ต้องการหาตำแหน่งจะได้เป็นค่าสัมพัทธ์กับหมุดควบคุม การหาตำแหน่งแบบสัมพัทธ์จะให้ตำแหน่งของหมุดรีโมต ที่มีความถูกต้องมากกว่าการหาตำแหน่ง



รูป 2.6 การหาตำแหน่งแบบสัมพัทธ์

แบบสัมบูรณ์ยกตัวอย่างเช่น ถ้าวางโคจรของดาวเทียมมีความคลาดเคลื่อนค่าตำแหน่งของหมุดควบคุมและ

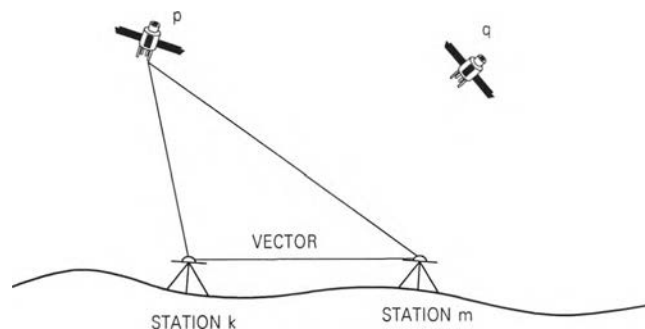
หมุดรีโมตก็จะมี ความคลาดเคลื่อนไปเท่ากัน ในการประมวลผลจะคำนวณเป็นความยาวเส้นฐาน (BASE LINE) ระหว่างหมุดทั้ง 2 และเมื่อทราบตำแหน่งของหมุดควบคุม ก็สามารถคำนวณหาตำแหน่งของหมุดรีโมตได้ โดยเทียบกับตำแหน่งของหมุดควบคุม ค่าความคลาดเคลื่อนจากวงโคจรดาวเทียมจะหักล้างกันไป ทำให้ตำแหน่งของหมุดรีโมตที่ได้ มีความถูกต้องมากกว่าการหาตำแหน่งแบบสัมบูรณ์ ความคลาดเคลื่อนมีระบบอื่นๆ จะมีผลในทำนองเดียวกับความคลาดเคลื่อนจากวงโคจร จึงทำให้การหาตำแหน่งแบบสัมพัทธ์มีความถูกต้องมากขึ้น จากรูป 2.6 ถ้าวงโคจรดาวเทียมไม่มีความคลาดเคลื่อน ตำแหน่งหมุด A และ หมุด B จะเป็นตำแหน่งที่ถูกต้อง ถ้าวงโคจรดาวเทียมมีความคลาดเคลื่อน ตำแหน่งหมุด A และ หมุด B จะเปลี่ยนมาอยู่ที่ A"และ B" แต่ความยาวเส้นฐาน AB และ A"B" จะเท่ากันเนื่องจากความคลาดเคลื่อนจากวงโคจรดาวเทียมเท่ากัน ถ้าทราบตำแหน่งที่ถูกต้องของหมุดควบคุม A ในการคำนวณตำแหน่ง A"ก็จะใช้ค่าของหมุด A ผลลัพธ์ของตำแหน่ง B" ก็จะเป็นตำแหน่ง B ที่ถูกต้อง

## 2.5 การหาค่าต่าง

ในการประมวลผลของการรังวัดโดยวิธีวัด PHASE แบบสัมพัทธ์นี้ จะใช้เทคนิคของการหาค่าต่างเพื่อหาค่าความยาวเส้นฐาน และตำแหน่งของเครื่องรับ ได้ถูกต้องมากยิ่งขึ้น โดยสามารถกำจัดความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาบนดาวเทียม , ในเครื่องรับ และ ค่า AMBIGUITY ออกไปได้ Lick (1990) ได้แสดงการหาค่าต่างไว้ ดังนี้

### 2.5.1 การหาค่าต่างครั้งที่หนึ่ง (SINGLE DIFFERENCE)

เป็นการหาค่าต่างระหว่างเครื่องรับ (BETWEEN RECEIVERS) จากรูป 2.7 โดยให้เครื่องรับ k และ m ทำการรังวัดดาวเทียม p พร้อมกัน เราจะได้สมการ PHASE ของเครื่องรับ k และ m ดังนี้



รูป 2.7 การหาค่าต่างครั้งที่หนึ่ง



$$\phi_k^p(t) = \phi_T^p(t) - \frac{f}{c} \cdot \rho_k^p(t) - \phi_k(t) + N_k^p(1) + \text{noise} \quad \text{-----} 2.9$$

$$\phi_m^p(t) = \phi_T^p(t) - \frac{f}{c} \cdot \rho_m^p(t) - \phi_m(t) + N_m^p(1) + \text{noise} \quad \text{-----} 2.10$$

$$\Delta_{km}^p = \phi_k^p(t) - \phi_m^p(t) \quad \text{-----} 2.11$$

$\Delta_{km}^p$  = ค่าต่างครั้งที่หนึ่ง เป็นค่าต่างระหว่าง PHASE ที่เครื่องรับ k และ เครื่องรับ m

แทนค่า สมการ 2.8 และ 2.9 ลงใน สมการ 2.10

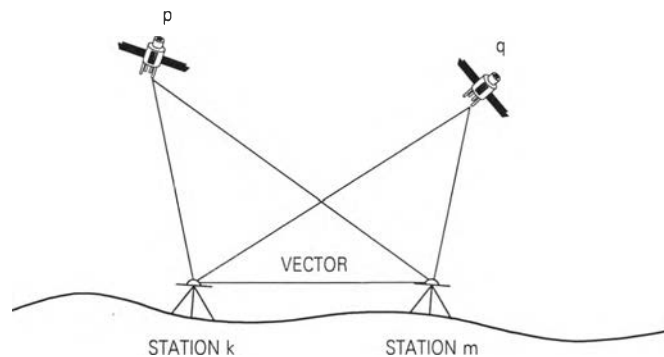
$$\Delta_{km}^p = -\frac{f}{c} \cdot [\rho_k^p(t) - \rho_m^p(t)] - [\phi_k(t) - \phi_m(t)] + N_{km}^p + \text{noise} \quad \text{-----} 2.12$$

$$\text{ให้ } N_{km}^p = N_k^p(1) - N_m^p(1)$$

จากสมการที่ 2.12 จะเห็นได้ว่า  $\phi_T^p(t)$  หายไปซึ่งเป็น PHASE ที่ดาวเทียมส่งออกมาเมื่อเวลา t ทำให้ความคลาดเคลื่อน ของนาฬิกาจับเวลาบนดาวเทียม ถูกตัดออกไป

### 2.5.2 การหาค่าต่างครั้งที่สอง (DOUBLE DIFFERENCE)

เป็นการหาค่าต่างระหว่างเครื่องรับ และ ระหว่างดาวเทียม จากรูป 2.8 เครื่องรับ k และ เครื่องรับ m ทำการรับวัดดาวเทียม p และ q ในเวลาเดียวกัน



รูป 2.8 การหาค่าต่างครั้งที่สอง

$$\Delta_{km}^{pq} = \Delta_{km}^p - \Delta_{km}^q \quad \text{-----} 2.13$$

$\Delta_{km}^{pq}$  = ค่าต่างครั้งที่สอง เป็นการหาค่าต่างระหว่างเครื่องรับ และ ระหว่างดาวเทียม

แทนค่า สมการ 2.11 ลงใน สมการ 2.12

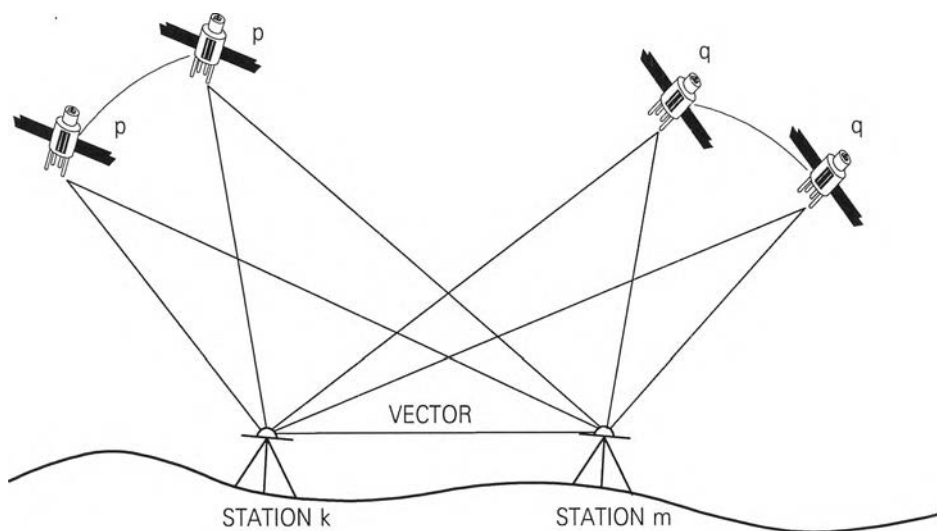
$$\Delta_{km}^{pq} = -\frac{f}{C} \cdot [\{\rho_k^p(t) - \rho_m^p(t)\} - \{\rho_k^q(t) - \rho_m^q(t)\}] + N_{km}^{pq} + \text{noise} \quad \text{-----} 2.14$$

$$\text{ให้ } N_{km}^{pq} = N_{km}^p - N_{km}^q$$

จะเห็นได้ว่า ค่าต่างครั้งที่สอง ตามสมการ 2.14  $[\phi_k(t) - \phi_m(t)]$  หายไป ซึ่งเป็นเทอมของ PHASE ที่เครื่องรับส่งออกมา เมื่อเวลา  $t$  ทำให้ความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาจับเวลาในเครื่องรับสัญญาณ ถูกกำจัดออกไป

### 2.5.3 การหาค่าต่างครั้งที่สาม (TRIPLE DIFFERENCE)

เป็นการหาค่าต่างระหว่างเครื่องรับ, ระหว่างดาวเทียม และ ระหว่างช่วงเวลา จากรูป 2.9 เครื่องรับ  $k$  และ เครื่องรับ  $m$  ทำการรับวัดดาวเทียม  $p$  และ ดาวเทียม  $q$  ในขณะเวลา  $t$  และช่วงเวลา  $t+1$



รูป 2.9 การหาค่าต่างครั้งที่สาม

$$\nabla_{km}^{pq} = \Delta_{km}^{pq}(t+1) - \Delta_{km}^{pq}(t) \quad \text{-----} 2.15$$

$$\nabla_{km}^{pq} = \text{ค่าต่างครั้งที่สาม เป็นการหาค่าต่างระหว่างเครื่องรับ, ระหว่างดาวเทียม และ}$$

ระหว่างช่วงเวลา

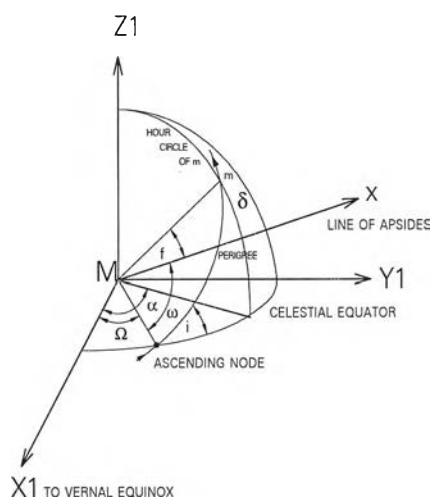
แทนค่าสมการ 2.14 ลงใน สมการ 2.15

$$\nabla_{km}^{pq} = -\frac{f}{c} \cdot [\{\rho_k^p(t+1) - \rho_m^p(t+1)\} - \{\rho_k^q(t+1) - \rho_m^q(t+1)\} - \{\rho_k^p(t) - \rho_m^p(t)\} \\ + \{\rho_k^q(t) - \rho_m^q(t)\}] + \text{noise} \quad \text{---2.16}$$

จะเห็นได้ว่า ค่าต่างครั้งที่สาม ตามสมการ 2.15 ค่า  $N_{km}^{pq}$  จะหายไปซึ่งเป็นเทอมของจำนวนเต็มของลูกคลื่นที่ไม่ทราบค่า สมการ 2.16 เป็นสมการพื้นฐานในการคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับ

## 2.6 การบอกตำแหน่งดาวเทียม

ตำแหน่งดาวเทียมที่ใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งเครื่องรับ สามารถหาได้จากวงโคจรของดาวเทียม การกำหนดวงโคจรของดาวเทียมนิยมใช้พารามิเตอร์ 2 กลุ่ม คือ



รูป 2.10 วงโคจรดาวเทียมในอวกาศ

$a$  = ค่ากึ่งแกนยาวของวงโคจร

$e$  = ECCENTRICITY

$\Omega$  = RIGHT ASCENSION OF ASCENDING NODE

$i$  = ORBITAL INCLINATION

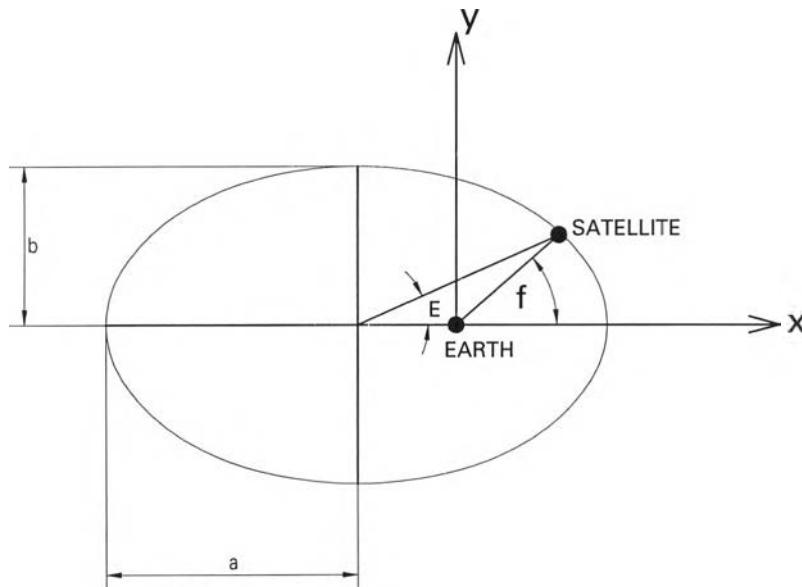
$\omega$  = ARGUMENT OF PERIGEE

$T$  = PERIGEE PASSAGE TIME

2.6.1 กำหนดวงโคจรดาวเทียมโดย KEPLERIAN ELEMENTS ตามรูป 2.10 โดย KEPLERIAN ELEMENTS จะมีทั้งหมด 6 ตัว คือ  $a, e, \Omega, i, \omega$  และ  $T$  ใน 5 ตัวแรกจะมีค่าคงที่ส่วนตัวที่เปลี่ยนแปลงไปตลอดเวลา คือ  $T$  ซึ่งเปลี่ยนแปลงไปเรื่อยๆ เราสามารถหาตำแหน่งดาวเทียมได้ ถ้าเราทราบ KEPLERIAN ELEMENT ทั้ง 6 ตัว ซึ่งตำแหน่งดาวเทียมนี้จะอยู่ในระบบวงโคจรดาวเทียมมีพิกัด  $x, y$  และ  $z$  โดยมีโลกเป็นจุดศูนย์กลาง แกน  $x$  ชี้ไปยังจุด PERIGEE แกน  $y$  ตั้งฉากกับแกน  $x$  ในระนาบวงโคจร และ แกน  $z$  ตั้งฉากกับแกน  $x, y$  ดังนั้นในระนาบวงโคจร  $z = 0$  ดังรูป 2.11

เขียนในรูป MATRIX คือ

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ 0 \end{bmatrix}$$



รูป 2.11 ระนาบวงโคจรของดาวเทียม

$a$  = ค่ากึ่งแกนยาวของวงโคจร

$b$  = ค่ากึ่งแกนสั้นของวงโคจร

$$e^2 = (a^2 - b^2) \div a^2$$

$f$  = TRUE ANOMALY

$E$  = ECCENTRIC ANOMALY

2.6.2 กำหนดวงโคจรดาวเทียมโดย STATE VECTOR คือ  $X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$  โดยที่ STATE VECTOR นี้จะอยู่ในระบบ EARTH FIXED COORDINATE SYSTEM หรือ INERTIAL COORDINATE SYSTEM

ตำแหน่งดาวเทียมที่นำไปใช้ในการประมวลผลเพื่อหาตำแหน่งเครื่องรับจะอยู่ในระบบ EARTH FIXED COORDINATE SYSTEM การจะแปลงระบบพิกัดจากระบบวงโคจรดาวเทียม ไปสู่ระบบ EARTH FIXED COORDINATE SYSTEM จะต้องแปลงผ่านเป็นระบบ INERTIAL COORDINATE SYSTEM เสียก่อน

## 2.7 ระบบ INERTIAL COORDINATE SYSTEM

เป็นระบบพิกัดจากที่อยู่หนึ่งคงที่ในอวกาศ ( $X_1, Y_1, Z_1$  ตามรูป 2.10) โดยมีจุดกำเนิดของระบบอยู่ที่จุดศูนย์กลางมวลสารของโลก (GEOCENTER) แกน Z ทับแกนหมุนเฉลี่ยของโลก และชี้ไปทางขั้วเหนือ โดยมีแกน X อยู่บนระนาบศูนย์สูตรเฉลี่ย (CELESTIAL EQUATOR) ซึ่งตั้งฉากกับแกน Z และแกน X ชี้ไปยังจุด VERNAL EQUINOX ส่วนแกน Y ตั้งฉากกับแกน X , แกน Z และอยู่บนระนาบศูนย์เฉลี่ยด้วย คือมี RIGHT ASCENSION เท่ากับ 6 ชั่วโมง การแปลงพิกัดจากระบบวงโคจรดาวเทียม สู่ระบบ INERTIAL COORDINATE SYSTEM จะใช้ ROTATION MATRIX คือ หมุนรอบแกน Z ( $R_3$ ) ด้วยมุม  $(-\Omega)$  , หมุนรอบแกน X ( $R_1$ ) ด้วยมุม  $(-i)$  และ หมุนรอบแกน Z ( $R_3$ ) ด้วยมุม  $(-\Omega)$

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = R_3(-\Omega) \cdot R_1(-i) \cdot R_3(-\Omega) \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{-----} 2.17$$

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = R \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{-----} 2.18$$

$X_1, Y_1, Z_1$  = พิกัดในระบบ INERTIAL COORDINATE SYSTEM

$x, y$  = พิกัดในระบบวงโคจรของดาวเทียม

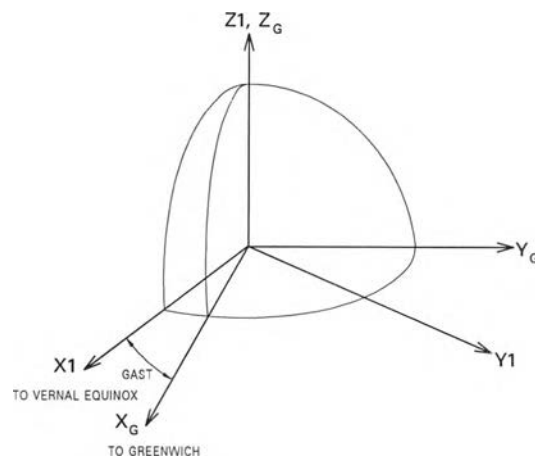
$R_1(\theta)$  = ROTATION MATRIX ที่หมุนระบบจากระบบหนึ่งไปสู่อีกระบบหนึ่งรอบแกน x ด้วยมุม  $\theta$

$R_3(\theta)$  = ROTATION MATRIX ที่หมุนระบบจากระบบหนึ่งไปสู่อีกระบบหนึ่งรอบแกน z ด้วยมุม  $\theta$

R = ROTATION MATRIX รวม

เมื่อแปลงค่าพิกัดเป็นระบบ INERTIAL COORDINATE SYSTEM แล้วจึงแปลงต่อเป็นระบบ EARTH FIXED COORDINATE SYSTEM

## 2.8 ระบบ EARTH FIXED COORDINATE SYSTEM



รูป 2.12 ระบบ EARTH FIXED และ INERTIAL COORDINATE SYSTEM

เป็นระบบพิกัดจากที่แกนทั้ง 3 หมุนไปพร้อมกับโลกหมุน ระบบนี้จึงอยู่นิ่งคงที่เมื่อเทียบกับโลก ( $X_G, Y_G, Z_G$ ) โดยมีจุดกำเนิดของระบบอยู่ที่จุดศูนย์กลางมวลสารของโลก (GEO-CENTER) แกน Z ทับแกนหมุนเฉลี่ยของโลก และชี้ไปทางขั้วเหนือ โดยมีแกน X อยู่บนระนาบศูนย์สูตรเฉลี่ย ซึ่งตั้งฉากกับแกน Z เช่นเดียวกัน แต่แกน X ชี้ไปยัง GREENWICH ส่วนแกน Y ตั้งฉากกับแกน X , แกน Z และอยู่บนระนาบศูนย์เฉลี่ยด้วย คือมี LONGITUDE เท่ากับ  $90^\circ$  ตะวันออก

การแปลงพิกัดจากระบบ INERTIAL COORDINATE SYSTEM ไปเป็นระบบ EARTH FIXED COORDINATE SYSTEM จะใช้ ROTATION MATRIX หมุนรอบแกน Z ( $R_3$ ) ด้วยมุม (GAST) ตามรูป 2.12

$$\begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} = R_3(\text{GAST}) \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} \quad \text{-----} 2.19$$

จากระบบพิกัด EARTH FIX COORDINATE SYSTEM จะได้พิกัดในรูป  $X_G, Y_G$  และ  $Z_G$  ส่วนการ

ใช้งานด้านสำรวจหรือการทำแผนที่ จะใช้พิกัดในระบบ GEODETIC หรือ ระบบพิกัดฉาก UNIVERSAL TRANSVERSE MERCATOR (UTM)

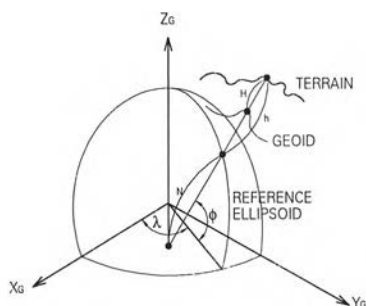
2.9 ระบบ GEODETIC COORDINATE SYSTEM

เป็นระบบที่บอกตำแหน่งเป็น

LATITUDE ( $\phi$ ) คือ มุมระหว่าง เส้นที่ผ่านจุดที่กำลังพิจารณาและตั้งฉากกับรูปทรงรี กับ ระนาบศูนย์สูตรโลก

LONGITUDE ( $\lambda$ ) คือ มุมระหว่าง ระนาบที่ตั้งฉากกับระนาบศูนย์สูตรโลก 2 ระนาบ ที่ผ่าน GREENWICH และ ผ่านจุดที่กำลังพิจารณา

ELLIPSOIDAL HEIGHT ( $h$ ) คือ ความสูงเหนือทรงรี เป็นระยะตามแนวเส้นตั้งฉาก ระหว่างจุดที่กำลังพิจารณาไปยังจุดบนพื้นผิวรูปทรงรี (ตามรูป 2.13)



รูป 2.13 ระบบ GEODETIC COORDINATE SYSTEM

Torge (1980) ได้แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง ระบบ EARTH FIX COORDINATE SYSTEM และ GEODETIC COORDINATE SYSTEM ตามสมการที่ 2.20 - 2.25 โดยแบ่งเป็น 2 กลุ่มคือ

2.9.1 เมื่อทราบ  $\phi$ ,  $\lambda$  และ  $h$

$$X_G = (N + h) \cdot \cos \phi \cdot \cos \lambda \quad \text{-----} 2.20$$

$$Y_G = (N + h) \cdot \cos \phi \cdot \sin \lambda \quad \text{-----} 2.21$$

$$Z_G = (N \cdot (1 - e^2) + h) \cdot \sin \phi \quad \text{-----} 2.22$$

2.9.2 เมื่อทราบ  $X_G$ ,  $Y_G$  และ  $Z_G$

$$\tan \lambda = Y_G / X_G \quad \text{-----} 2.23$$

$$\tan \phi = Z_G \cdot (1 - e^2 \cdot \frac{N}{N+h})^{-1} / (X_G^2 + Y_G^2)^{\frac{1}{2}} \quad \text{-----} 2.24$$

$$h = ((X_G^2 + Y_G^2)^{\frac{1}{2}} / \cos \phi) - N \quad \text{-----} 2.25$$

โดย  $N =$  รัศมีในแนวตั้งหลัก ( RADIUS OF CURVATURE IN THE PRIME VERTICAL )

$$N = a / (1 - e^2 \cdot \sin^2 \phi)^{\frac{1}{2}}$$

## 2.10 ระบบ UNIVERSAL TRANSVERSE MERCATOR (UTM.)

เป็นการฉายแผนที่คงรูป (CONFORMAL PROJECTIONS) มีคุณสมบัติพิเศษหลายประการที่สามารถคำนวณตรวจแก้ความเพี้ยนต่างๆ ที่เกิดขึ้นได้โดยง่ายกว่าการฉายแผนที่ชนิดอื่น เนื่องจากแผนที่เป็นผลของการถ่ายทอดรายละเอียดต่างๆ จากผิวของทรงรีลงสู่ระนาบซึ่งเป็นแผนที่ ดังนั้นตำแหน่งสัมพัทธ์ และรูปร่างของรายละเอียดต่างๆบนระนาบแผนที่ จึงมีความเพี้ยนไปจากลักษณะเดิมที่อยู่บนผิวทรงรี ทว่าในระบบแผนที่ UTM. ความเพี้ยนที่เกิดขึ้น สามารถคำนวณและหาค่าปรับแก้ เพื่อให้ได้ค่าที่ถูกต้องได้โดยง่าย จึงเหมาะที่จะนำมาใช้ในงานสำรวจและการทำแผนที่ เป็นระบบพิกัดจากบนระนาบของการฉายแผนที่ สามารถใช้กำหนดตำแหน่งของจุดต่างๆบนพื้นโลกได้อย่างถาวร และค่าพิกัดในระบบ UTM. นี้ สามารถแปลงเป็นพิกัดระบบ GEODETIC COORDINATE SYSTEM ได้ทันที

ปรกติงานรังวัด GEODETIC การรังวัดต่างๆจะถูกทอนลงสู่ผิวทรงรีที่เป็นทรงรีอ้างอิงในการคำนวณปริมาณต่างๆ โดยใช้พิกัดระบบ GEODETIC สามารถครอบคลุมพื้นที่ได้ทั่วโลก โดยความละเอียดถูกต้องของงานอยู่ในเกณฑ์สูง อย่างไรก็ตามเมื่อนำมาใช้ในงานในโครงการต่างๆ เช่น การสร้างทาง , สร้างเขื่อน , ระบบชลประทาน , งานพัฒนาที่ดิน ฯลฯ มักไม่ค่อยสะดวกและซับซ้อนเกินความจำเป็นระบบที่เหมาะสม คือ ระบบพิกัดฉากซึ่งเป็นการรังวัดบนระนาบ (PLANE SURVEYS) ดังนั้นการนำระบบพิกัดฉากมาใช้ทำให้สามารถทำงานได้ง่ายขึ้น เพราะเป็นการคำนวณปริมาณต่างๆบนระนาบ แต่จะมีปัญหาในพื้นที่ขนาดใหญ่เนื่องจากความโค้งของผิวโลก และ ระบบพิกัดฉากในแต่ละโครงการก็เป็นอิสระต่อกันนำมาเชื่อมโยงกันไม่ได้ เป็นระบบสมมุติแกนอ้างอิงกำหนดตามใจชอบ เมื่อหมดควบคุมหายหรือถูกทำลายจะมีปัญหาในการสร้างหมุดหลักฐานใหม่

สวัสดีชัย เกรียงไกรเพชร (2524) ได้แสดงให้เห็นว่าระบบ UTM. เป็นระบบพิกัดฉากที่มีความสัมพันธ์โดยตรงกับระบบ GEODETIC ตามสมการที่ 2.26 และ 2.27 สมการทั้ง 2 นี้เรียกว่า สมการฉายแผนที่ (MAPPING EQUATIONS)

$$x = f_1(\phi, \lambda) \quad ; \quad y = f_2(\phi, \lambda) \quad \text{-----} 2.26$$

$$\phi = g_1(x, y) \quad ; \quad \lambda = g_2(x, y) \quad \text{-----} 2.27$$

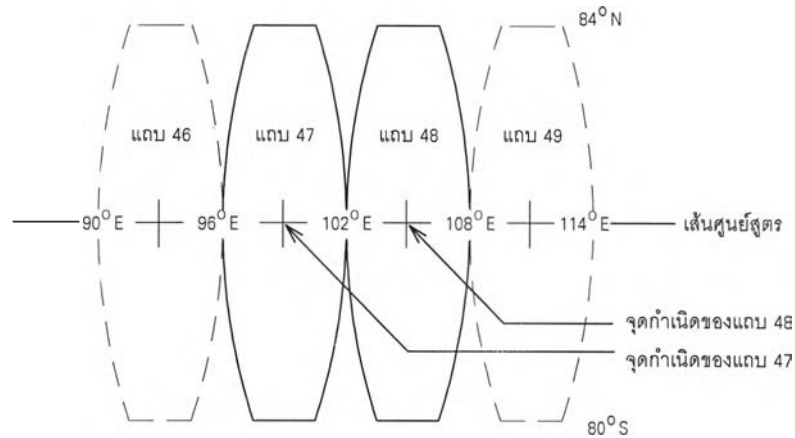
ระบบ UTM. จะให้ผลลัพธ์ที่มีความละเอียดสูง เท่ากับ ระบบ GEODETIC ที่คำนวณบนผิวทรงรีอ้างอิงโดยตรง แต่วิธีการคำนวณโดยใช้ระบบพิกัดจากบนระนาบจะง่ายกว่ามาก สามารถใช้เป็นระบบอ้างอิงโยงยึดกับหมุดควบคุมโครงข่ายแห่งชาติได้ ดังรูป 2.14 มีรายละเอียดดังนี้

### 2.10.1 การฉายแผนที่แบบ TRANSVERSE MERCATOR PROJECTION

### 2.10.2 ให้อรูปทรงกระบอกในแนวขวางตัดลูกโลก เกิดรอยตัด 2 แนว ในเส้นเมริเดียนมีตัว



คูณมาตราส่วนเป็น 1.000



รูป 2.14 ระบบ UTM.

2.10.3 จุดกำเนิดอยู่ที่จุดตัดระหว่างเส้นเมริเดียนกลาง(CENTRAL MERIDIAN) กับเส้นศูนย์สูตร

2.10.4 ขอบเขตตามแนวเหนือ-ใต้

ทิศเหนือจดละติจูด  $84^{\circ}$  N

ทิศใต้จดละติจูด  $80^{\circ}$  S

2.10.5 ขอบเขตตามแนวตะวันออก-ตะวันตก อยู่ที่เส้นเมริเดียนที่มีค่าลองจิจูดหารด้วย 6 ลงตัว แต่ละแถบ (ZONE) กว้าง  $6^{\circ}$

2.10.6 เส้นเมริเดียนกลาง อยู่ที่กึ่งกลางแถบมีตัวคูณมาตราส่วน = 0.9996

2.10.7 ค่าพิกัดสมมุติในแนวเหนือ-ใต้ (FALSE NORTHING) ของจุดกำเนิด

$y = 0$  ม. ในซีกโลกเหนือ

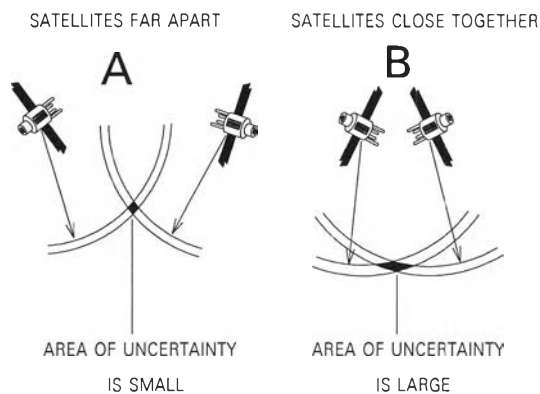
$y = 10,000,000$  ม. ในซีกโลกใต้

2.10.8 ค่าพิกัดสมมุติในแนวตะวันออก-ตะวันตก (FALSE EASTING) ของจุดกำเนิด

$x = 500,000$  ม. ทั้งซีกโลกเหนือและซีกโลกใต้

2.11 รูปทรงเรขาคณิตดาวเทียม

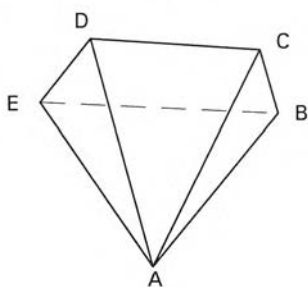
การรังวัดดาวเทียม ระหว่างทำการรังวัดข้อมูลที่ได้จะให้ค่าถูกต้องมากหรือน้อย ขึ้นอยู่กับรูปทรงเรขาคณิตดาวเทียมในขณะที่ทำการรังวัดด้วย



รูป 2.15 รูปทรงเรขาคณิตดาวเทียม

Hurn (1989) ได้แสดงให้เห็นว่า ตำแหน่งของดาวเทียม ซึ่งให้รูปทรงเรขาคณิตดาวเทียมที่ต่างกัน จะให้ตำแหน่งของเครื่องรับที่ถูกต้องต่างกัน รูป A ตำแหน่งของเครื่องรับจะได้ถูกต้องกว่า รูป B ค่าที่ใช้บอกรูปทรงเรขาคณิตของดาวเทียม คือ DILUTION OF PRECISION (DOP)

Geometric Dilution of precision



รูป 2.16 GEOMETRIC DILUTION OF PRECISION

จากรูป 2.16 ค่า DOP ที่ได้ถ้ามีค่ายิ่งน้อยจะให้ตำแหน่งเครื่องรับถูกต้องมากยิ่งขึ้น

$$GDOP = \text{CONST} / \text{VOL} \cdot \text{ABCDE}$$

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2$$

GDOP = GEOMETRIC DILUTION OF PRECISION

PDOP = POSITION DILUTION OF PRECISION

TDOP = TIME DILUTION OF PRECISION

P = POSITION

T = TIME

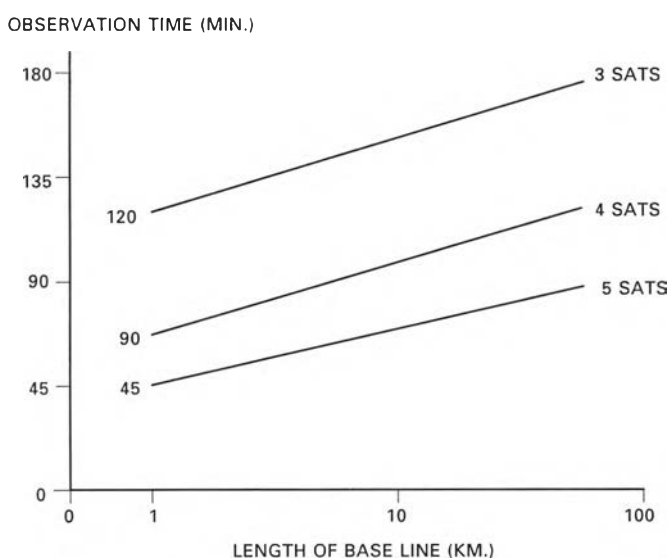
$$PDOP \times \text{RANGE ERROR} = \text{POSITION ERROR}$$

$$3 \times 4 \text{ m} = 12 \text{ m}$$

### 2.12 วิธีการตั้งเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม

วิธีการตั้งเครื่องรับในปัจจุบันมีหลายวิธี คือ วิธี STATIC, KINEMATIC, PSEUDO STATIC ฯลฯ ซึ่งแต่ละวิธีก็ให้ความถูกต้องและใช้เวลาที่แตกต่างกัน

การตั้งเครื่องรับแบบ STATIC เป็นการตั้งเครื่องรับมากกว่า 2 เครื่องขึ้นไปพร้อมกัน โดยเครื่องหนึ่งตั้งที่หมุดควบคุม ซึ่งทราบพิกัดแล้ว เป็นจุดอ้างอิง ส่วนเครื่องอื่นๆจะไปตั้งตามหมุดริโมต ที่ต้องการทราบพิกัด โดยใช้เวลาดำเนินการไม่น้อยกว่า 1 ชม. เวลาที่ใช้ตั้งเครื่องรับขึ้นอยู่กับ ความละเอียดของงานที่ต้องการ, ความยาวของเส้นฐาน และ จำนวนดาวเทียมที่ทำการรับวัดได้ Shiffer (1990) ได้แสดงให้เห็นถึงเวลาที่ใช้ในการรับวัดดาวเทียม โดยการตั้งเครื่องรับแบบ STATIC ดังรูป 2.17

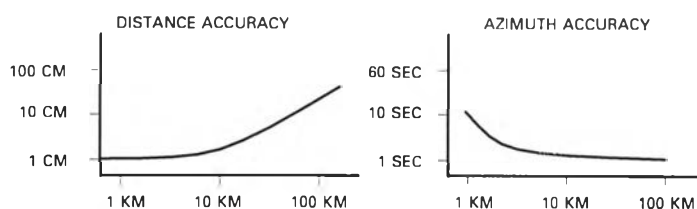


รูป 2.17 ระยะทางและเวลาในการตั้งเครื่องรับแบบ STATIC

การตั้งเครื่องรับแบบ STATIC นี้จะให้ความถูกต้องของความยาวเส้นฐาน และ มุมภาคทิศเหนือ(AZIMUTH) มากที่สุด Trimble navigation (1991) ได้แสดงความถูกต้องของความยาวเส้นฐานและ

มุมมองทัศนเห็นอไว้ดังรูป 2.18 การตั้งเครื่องรับแบบ STATIC จะเป็นการตั้งเครื่องรับที่ง่ายและสะดวกที่สุด ไม่มีข้อจำกัดต่างๆ เช่น จำนวนดาวเทียม,ค่า PDOP,การ LOCK สัญญาณดาวเทียม ฯลฯ ดังนั้นการทำวิจัยครั้งนี้จึงใช้วิธีการตั้งเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมแบบ STATIC

#### DISTANCE AND ACCURACY SPECIFICATION



BASELINE DISTANCE : 1 CM  $\pm$  12 ppm  $\times$  BASELINE LENGTH

BASELINE AZIMUTH : 1 ARC SECOND  $\pm$  10 / BASELINE IN KM

รูป 2.18 ความถูกต้องของความยาวเส้นฐานและมุมมองทัศนเห็น

ตารางที่ 2.1 เวลา และ ความถูกต้อง ของการตั้งเครื่องรับแบบต่างๆ

วิธีตั้งเครื่องรับ	เวลา	ความถูกต้อง	หมายเหตุ
STATIC	1 ชม. / เส้นฐาน	ความคลาดเคลื่อนน้อยกว่า ชม. 1:100,000 ถึง 1:1,000,000	ให้ความถูกต้องมากที่สุด และใช้เวลามากที่สุด
PSEUDO STATIC	20 นาที / เส้นฐาน ตั้งครั้งละ 10 นาที 2 ครั้ง	1:50,000 ถึง น้อยกว่า 1:100,000	ให้ความถูกต้องต่ำสุด ใช้เวลาปานกลาง
KINEMATIC	2 นาที / เส้นฐาน	1:100,000 ถึง น้อยกว่า 1:1,000,000	ให้ความถูกต้องดีมาก ( ควบคุมการ INITIAL ) ใช้เวลาน้อยที่สุด วิธีการ ค่อนข้างยุ่งยาก

การตั้งเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม เพื่อทำการรังวัดดาวเทียมทั้ง 3 แบบนี้ จะมีข้อดีและข้อเสียต่างกัน ในแง่ของเวลาที่ใช้ในการรังวัดดาวเทียม และ ความถูกต้องที่ได้ Shifter (1991) ได้แสดงความถูกต้องและเวลาที่ใช้ ในการตั้งเครื่องรับแต่ละแบบไว้ ตามตารางที่ 2.1

### 2.13 สัณฐานของโลก

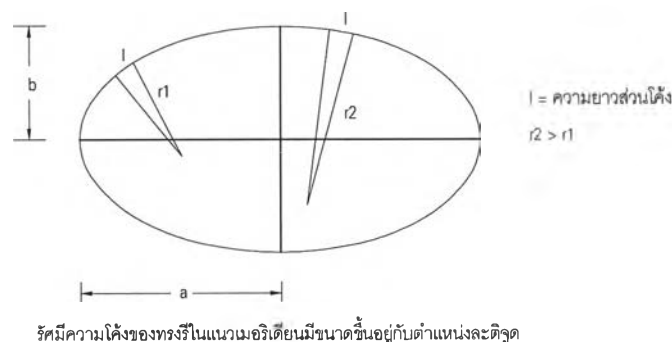
พื้นผิวโลกที่แท้จริงมีลักษณะขรุขระสูงๆต่ำๆไม่ราบเรียบ และความลาดชันก็ไม่สม่ำเสมอมีสภาพแตกต่างกันไปตลอดทั่วพื้นผิวโลก ลักษณะดังกล่าวทำให้ไม่สามารถใช้รูปทรงเรขาคณิตมาแสดง ขนาดและรูปร่างของโลกได้อย่างถูกต้อง โดยปรกติสัณฐานของโลกที่ใช้ในการรังวัดและคำนวณคือยี่ออย แต่ยี่ออยมีรูปทรงที่ไม่แน่นอน และไม่ใช่อรูปทรงเรขาคณิต เราจึงใช้สัณฐานทรงกลม (SPHERE) และทรงรี (ELLIPSOID) มาแทนสัณฐานของโลก การเลือกใช้สัณฐานใดควร พิจารณาถึงความละเอียดถูกต้องของงานนั้นๆ สวัสดิ์ชัย เกรียงไกรเพชร (2533) ได้ให้รายละเอียด สัณฐานของโลกทั้ง 3 แบบ ไว้ดังนี้

#### 2.13.1 สัณฐานทรงกลม

เป็นรูปทรงเรขาคณิตที่ง่ายที่สุด จึงเหมาะใช้เป็นสัณฐานของโลกโดยประมาณ รัศมีของโลกที่ใช้ประมาณ 6,370 กม. เส้นศูนย์สูตรยาว 40,024 กม. เมื่อใช้มาตราส่วนเล็ก เช่น 1:5,000,000 หรือเล็กกว่า พื้นที่ภูมิประเทศที่ขรุขระของโลกก็จะมีค่าเพียงเล็กน้อย ล้วนกลมกลืนไปกับพื้นผิวโค้งของโลก เพราะฉะนั้นเมื่อต้องการแผนที่มาตราส่วนเล็ก ที่ไม่ต้องการรายละเอียดมากเกินไป ความจำเป็น สามารถใช้ทรงกลมเป็นสัณฐานของโลกได้

#### 2.13.2 สัณฐานทรงรี

ข้อมูลจากการรังวัดในพื้นที่ต่างๆทั่วโลกแสดงอย่างเด่นชัดว่า ความโค้งของโลกตามแนวเมริเดียน(แนวเหนือ-ใต้) มีค่าแปรผันตามค่าละติจูด ที่ตำแหน่งละติจูดสูงจะมีรัศมีความโค้งยาวกว่าที่ละติจูดต่ำดังรูป 2.19 แสดงว่าสัณฐานโลกไม่เป็นทรงกลม จากการวิเคราะห์พบว่า สัณฐานของโลกมีลักษณะเป็นรูปทรงที่เกิดจาก การหมุนของวงรีรอบแกนโท (SEMI MINOR AXIS) ซึ่งทับแกนหมุนของโลก

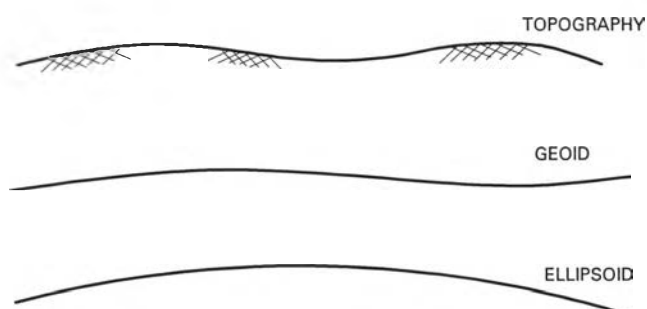


รูป 2.19 ทรงรี

ตามลักษณะการหมุนของโลกรูปทรงชนิดนี้เรียกว่า ทรงรี (ELLIPSOID) การระบุขนาดของรูปทรงรีบอกได้โดยพารามิเตอร์ 2 ตัว เช่น ค่ากึ่งแกนเอก (SEMI MAJOR AXIS) และ อัตรายุบ (FLATTENING) หรือ ค่ากึ่งแกนเอก และ ค่า ECCENTRICITY เป็นต้น ทรงรีใช้เป็นฐานอ้างอิงสำหรับการรังวัด และการทำแผนที่อย่างละเอียด ทรงรีที่ใช้กันอยู่มีหลายขนาด แต่ละขนาดก็จะเหมาะสมสำหรับแต่ละส่วนของพื้นที่บนโลก ฐานทรงรีเหมาะสำหรับแผนที่ที่ต้องการความละเอียดสูง เช่น แผนที่ภูมิประเทศ แผนที่นำร่อง แผนที่เดินอากาศ ฯลฯ

### 2.13.3 ฐานย็อย

ถ้ามวลสารทั้งหมดที่ประกอบกันเป็นโลก มีคุณลักษณะเหมือนกันหมด ตั้งแต่วาระกำเนิดโลก และไม่มีสิ่งใดมารบกวนให้เกิดการเปลี่ยนแปลงใดๆขึ้น ฐานของโลกจะเป็นรูปวงรีที่สมบูรณ์ แต่ความจริงมิใช่เช่นนั้น มวลสารของโลกมิได้เป็นเนื้อเดียวกันตลอด ยังมีความไม่สม่ำเสมอของแรงถ่วง (GRAVITY) ของโลก และแรงดึงดูด (GRAVITATIONAL) จากนอกโลก ฯลฯ สิ่งเหล่านี้ทำให้ฐานของโลกผิดเพี้ยนไปจาก ทรงรีที่สมบูรณ์ ฐานที่เป็นตัวแทนของโลกที่ใกล้เคียงที่สุดคือ ย็อย เป็นพื้นผิวระดับของสนามแรงถ่วงของโลก ที่มีศักยภาพของแรงถ่วงเท่ากันทุกจุด ตัวแทนที่ดีที่สุดของย็อยคือ พื้นผิวของระดับน้ำทะเลปานกลางที่ต่อเนื่องครอบคลุมทั่วโลก แนวสายดึงจะตั้งฉากกับผิวของย็อยทุกแห่ง ลักษณะของย็อย จะมีรูปทรงที่ บุบเบี้ยวไม่แน่นอน เป็นพื้นผิวโค้งเรียบที่ต่อเนื่องไม่มีเหลี่ยมหรือสัน จึงไม่เหมาะที่จะใช้เป็นฐานอ้างอิงของการคำนวณในงานย็อยเดซี (GEODESY) และ งานรังวัดชั้นสูง โดยปกติเราใช้รูปทรงรีเป็นตัวแทนฐานโลก ในการคำนวณตำแหน่งทางราบของจุดต่างๆ เนื่องจาก ทรงรีมีรูปทรงเรขาคณิตที่แน่นอน ส่วนค่าความสูงหรืองานระดับ จะใช้ย็อยเป็นผิวอ้างอิง เนื่องจากการรังวัดใดๆที่กระทำบนผิวโลก แนวสายดึงจะตั้งฉากกับย็อยเสมอ รูป 2.20 แสดง พื้นผิวภูมิประเทศ ทรงรี และ ย็อย



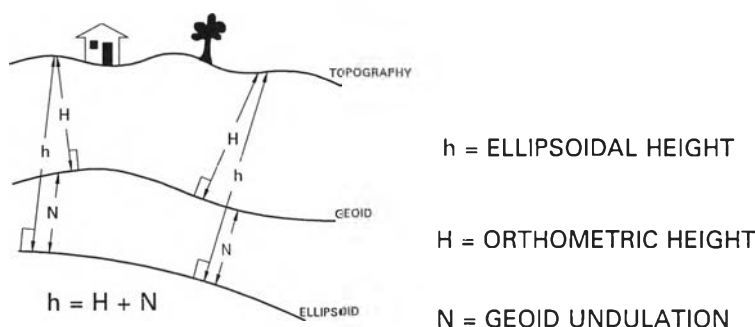
รูป 2.20 พื้นผิวภูมิประเทศ ทรงรี และ ย็อย

## 2.14 การหาค่าความสูง

จากการรังวัดดาวเทียมค่าพิกัดที่ได้จะอยู่ในระบบ GEODETIC COORDINATE SYSTEM ซึ่งมีค่าพิกัดในแนวตั้งหรือค่าความสูง เป็นค่าความสูงเหนือทรงรี ( $h$ ) ดังรูป 2.21 ส่วนความสูงที่นำมาใช้งานคือ ความสูงออร์โทเมตริก ( $H$ ) ซึ่งเป็นความสูงเหนือย็อยย ปรกติจะใช้ความสูงเหนือระดับน้ำทะเลปานกลาง เป็นพื้นผิวอ้างอิง เนื่องจากพื้นผิวระดับน้ำทะเลปานกลางเป็นตัวแทนที่ดีที่สุดของย็อยย แนวตั้งหรือแนว ความสูงออร์โทเมตริกจะตั้งฉากกับผิวย็อยย ส่วนแนวความสูงเหนือทรงรีจะตั้งฉากกับผิวทรงรี มุม ระหว่างแนวความสูงออร์โทเมตริก และ แนวความสูงเหนือทรงรี เรียกว่า DEFLECTION OF VERTICAL เกิดจากการ เลือกรังวัดเพื่อให้แนบสนิทกับพื้นที่บริเวณที่ต้องการ ไม่แนบสนิทพอดีกันจริง ซึ่งค่า DEFLECTION OF VERTICAL นี้มีค่าน้อยมากสามารถตัดทิ้งได้ ค่าต่างระหว่างความสูงทั้ง 2 คือ GEOID UNDULATION ( $N$ ) ดังนั้นเราสามารถหาค่าความสัมพันธ์ของความสูงทั้ง 2 ได้ ดังสมการที่ 2.28

$$h = H + N$$

-----2.28



รูป 2.21 ความสูงเหนือทรงรีและความสูงออร์โทเมตริก

จากการรังวัดดาวเทียมจีพีเอส เราจะได้ค่า  $h$  ซึ่งเป็นความสูงเหนือทรงรีของทุกจุดที่ทำการรังวัดดาวเทียม เมื่อต้องการทราบความสูงออร์โทเมตริก ต้องทราบค่า  $N$  เสียก่อน การหาค่า  $N$  เป็นเรื่องที่ยุ่งยากมาก ต้องมีการรังวัดสนามแรงถ่วงของโลกตามจุดต่างๆ เพื่อนำมาคำนวณหาค่า  $N$  ถ้าเราทำการรังวัดหาค่าความสูงออร์โทเมตริกซึ่งเป็นระดับเหนือระดับน้ำทะเลปานกลาง ของทุกจุดไว้เราก็สามารถคำนวณค่าต่างของ  $N, H$  และ  $h$  ( $\Delta N, \Delta H, \Delta h$ ) ได้ ตามสมการที่ 2.31 ซึ่งค่าต่างเหล่านี้จะเป็นค่าสัมพันธ์กับมุมที่เราทราบค่าความสูงหรือมุมควบคุมทางดิ่งหลัก

จาก 2.28  $h_1 = H_1 + N_1$  -----2.29

$h_2 = H_2 + N_2$  -----2.30

จาก 2.30 - 2.29  $h_2 - h_1 = (H_2 - H_1) + (N_2 - N_1)$

$$\therefore \Delta h_{21} = \Delta H_{21} + \Delta N_{21} \quad \text{-----} 2.31$$

ในบริเวณพื้นที่ขนาดเล็กการเปลี่ยนแปลงของย็อยย หรือความลาดชันของย็อยยจะมีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยและไปในทิศทางเดียวกัน ถ้าเรามีหมุดควบคุมทางดิ่งหลักมากพอ ที่ทราบค่าทั้งความสูงออร์โทเมตริกและความสูงเหนือทรวงรี เราก็สามารถสร้างแบบจำลองเพื่อหาค่า  $\Delta N$  ได้ ตามสมการที่ 2.31 ดังนั้นเราสามารถคำนวณหาค่าความสูงออร์โทเมตริกของหมุดที่ทำการรังวัดดาวเทียมได้

### 2.15 การหาตำแหน่งเครื่องรับ

ข้อมูลการรังวัดดาวเทียมในการวิจัยครั้งนี้ เป็นการรังวัดด้วยวิธีวัด PHASE ตั้งเครื่องรับแบบ STATIC และ หาตำแหน่งเครื่องรับแบบสัมพัทธ์ ในขั้นแรกจะทำการประมวลผลหาค่าความยาวเส้นฐานทุกเส้นในโครงข่ายเสียก่อน โดยใช้โปรแกรม TRIMVEC เมื่อได้ความยาวเส้นฐานแล้ว จึงใช้โปรแกรม TRIMNET เพื่อหาค่าพิกัดของจุดต่างๆ การปรับแก้ค่าพิกัดของโปรแกรม TRIMNET นี้ใช้วิธี LEAST SQUARES ADJUSTMENT ค่าพิกัดทางราบจะอยู่ในระบบ GEODETIC COORDINATE SYSTEM หรือ อยู่ในระบบ UTM แล้วแต่ความต้องการ ส่วนพิกัดทางดิ่งหรือค่าความสูง ถ้าไม่มีหมุดควบคุมทางดิ่งค่าความสูงที่ประมวลผลได้จะเป็นความสูงเหนือทรวงรี แต่ถ้ามีหมุดควบคุมทางดิ่งมากพอ ตัวโปรแกรม TRIMNET จะพยายามปรับแก้ค่าความสูงให้ใกล้ความสูงออร์โทเมตริกมากที่สุด

### 2.16 ความคลาดเคลื่อน

การรังวัดดาวเทียมจีพีเอสมีความคลาดเคลื่อนอยู่หลายประการ ทำให้ตำแหน่งของเครื่องรับที่ประมวลผลได้มีค่าไม่ถูกต้อง ความคลาดเคลื่อนเหล่านั้นคือ

#### 2.16.1 ความคลาดเคลื่อนเนื่องจากตำแหน่งของดาวเทียม

ดาวเทียมจีพีเอสที่โคจรรอบโลกจะมีแรงกระทำต่อดาวเทียมหลายชนิด ทำให้วงโคจรของดาวเทียมคลาดเคลื่อนไป แรงกระทำต่างๆมีดังนี้คือ

##### 2.16.1.1 แรงดึงดูดของโลก (GRAVITATIONAL)

##### 2.16.1.2 แรงดึงดูดของดวงอาทิตย์ ดวงจันทร์ และ ดาวเคราะห์อื่นๆ

##### 2.16.1.3 แรงเสียดทานของบรรยากาศ (ATMOSPHERIC DRAG)

2.16.1.4 แรงดันของรังสีดวงอาทิตย์ (SOLAR RADIATION PRESSURE) ยิ่งใกล้ดวงอาทิตย์มากเท่าใดแรงที่เกิดยิ่งมากเท่านั้น

2.16.1.5 แรงแม่เหล็ก ขึ้นอยู่กับโลหะที่ใช้ทำดาวเทียม มีคุณสมบัติต่อแรงแม่เหล็กมากน้อยเท่าใด

2.16.1.6 น้ำขึ้นน้ำลง (TIDES) จากการที่โลกมีวัสดุที่ประกอบกันหลายอย่างและยืดหยุ่นได้ ไม่เป็นวัสดุเกร็ง (NONRIGID BODY) ดังนั้นโลกจึงมีการยืดหดตัว เนื่องจากแรงดึงดูดระหว่าง



วัตถุอยู่ ทำให้เกิดน้ำขึ้นน้ำลง

ความคลาดเคลื่อนเนื่องจากตำแหน่งดาวเทียม มีแนวทางแก้ไข คือ ใช้สถานีควบคุมบนพื้นโลก (CONTROL STATION) ติดตามวงโคจรของดาวเทียมตลอดเวลาทั่วโลก พร้อมทั้งส่งค่าวงโคจร ใหม่ให้แก่ดาวเทียมทุกๆ 12 ชม. และใช้การประมวลผลแบบสัมพัทธ์ (RELATIVE POSITIONING) โดยมีหุมุดควบคุมที่ทราบพิกัดเป็นค่าอ้างอิงคงที่

#### 2.16.2 ความคลาดเคลื่อนเนื่องจากนาฬิกาบนดาวเทียมและในเครื่องรับ

เนื่องจากการคำนวณระยะทางโดยใช้ความเร็วของคลื่นสัญญาณจากดาวเทียม ซึ่งมีความเร็วเท่าความเร็วแสงคูณด้วยเวลา ถ้านาฬิกาจับเวลาที่ใช้ไม่ละเอียดพอจะทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนได้สูง สามารถแก้ไขได้โดยใช้การประมวลผลแบบสัมพัทธ์และเทคนิคของค่าต่าง สามารถกำจัดความคลาดเคลื่อนเนื่องจากนาฬิกาบนดาวเทียมและในเครื่องรับ

#### 2.16.3 ความคลาดเคลื่อนเนื่องจากชั้นบรรยากาศ IONOSPHERE

เมื่อคลื่นสัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศที่มีประจุไฟฟ้าอยู่ ความเร็วของคลื่นสัญญาณก็จะเปลี่ยนแปลงไปไม่คงที่ ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนในการหาตำแหน่งเครื่องรับ แก้ไขได้โดยใช้เครื่องรับสัญญาณ 2 ความถี่ คือคลื่น L1 และ L2 สามารถกำจัดความคลาดเคลื่อนเนื่องจากชั้นบรรยากาศ IONOSPHERE และ ใช้การประมวลผลแบบสัมพัทธ์

ตารางที่ 2.2 ความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากการรังวัด PSEUDO RANGE และ PHASE

SOURCE	PSEUDO RANGE		CARRIER PHASE	
	ABS.	REL.	ABS.	REL.
SAT. POSITION	100 M.	5 PPM.	100 M.	5 PPM.
SAT. CLOCK	10 M.	-	10 M.	-
IONOSPHERE	50 M.	2 PPM.	50 M.	2 PPM.
TROPOSPHERE	10 M.	1 PPM.	10 M.	1 PPM.
RECEIVER CLOCK	1000 M.	-	1000 M.	-
MULTIPATH	1 M.	1 M.	0.05 M.	0.05 M.
AMBIGUITY	-	-	.20 M.	-
OBSERVATION	10 M.	10 M.	0.001 M.	0.001 M.

#### 2.16.4 ความคลาดเคลื่อนเนื่องจากชั้นบรรยากาศ TROPOSPHERE

เช่นเดียวกับข้อ 2.16.3 แก้ไขได้โดยใช้รูปแบบจำลองของชั้นบรรยากาศ TROPOSPHERE เพื่อหาค่าแก้ (CORRECTION) และ ใช้การประมวลผลแบบสัมพัทธ์

ความคลาดเคลื่อนต่างๆที่กล่าวมา ทำให้การหาตำแหน่งของเครื่องรับยังคลาดเคลื่อนอยู่ Eckels (1987) ได้แสดงความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นจากการรังวัดด้วยวิธีวัด PSEUDO RANGE และ วิธีวัด PHASE ในการรังวัดแบบสัมบูรณ์ และ แบบสัมพัทธ์ ไว้ดังตารางที่ 2.2